

# Tuning Parameter *Linear Quadratic Tracking* Menggunakan Algoritma Genetika untuk Pengendalian Gerak Lateral *Quadcopter*

Farid Choirul Akbar, Rushdianto Effendie A. K., dan Eka Iskandar

Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111

E-mail: faridchoirul92@gmail.com, rusdhi@elect-eng.its.ac.id, iskandar@elect-eng.its.ac.id

**Abstrak**—Gerakan lateral *quadcopter* dapat dilakukan apabila *quadcopter* dapat menjaga kestabilan pada saat *hover*, sehingga *quadcopter* dapat melakukan gerak rotasi. Perubahan sudut *roll* akan mengakibatkan gerak translasi pada sumbu Y, sedangkan perubahan sudut *pitch* akan mengakibatkan gerak translasi pada sumbu X. Disisi lain, *quadcopter* merupakan suatu sistem *non-linear* dan memiliki kestabilan yang rendah sehingga rentan terhadap gangguan. Pada penelitian Tugas Akhir ini dirancang pengendalian gerak rotasi *quadcopter* menggunakan *Linear Quadratic Regulator* (LQR) dan *Linear Quadratic Tracking* (LQT) untuk pengendalian gerak translasi. Untuk mendapatkan parameter dari LQT digunakan Algoritma Genetika (GA). Hasil *tuning* GA yang digunakan pada LQT memiliki nilai  $Q_x$  700,1884, nilai  $Q_y$  700,6315, nilai  $R_x$  0,1568, dan nilai  $R_y$  0,1579. Respon LQT tersebut memiliki RMSE pada sumbu X dan sumbu Y sebesar 1,99 % serta memiliki *time lagging* 0,35 detik. Dengan hasil tersebut *quadcopter* mampu *men-tracking trajectory* berbentuk segitiga.

**Kata Kunci**—*Quadcopter*, lateral, *Linear Quadratic Regulator*, *Linear Quadratic Tracking*, Algoritma Genetika

## I. PENDAHULUAN

PADA saat ini, teknologi bidang penerbangan berkembang dengan pesat. Salah satu contohnya ialah *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) atau pesawat tanpa awak. UAV banyak mendapat perhatian dari berbagai kalangan, karena dapat menggantikan peran pilot manusia sebagai sistem kendalinya. Hal tersebut menjadikan UAV banyak dimanfaatkan untuk keperluan militer ataupun sipil [1].

Salah satu contoh UAV adalah *Quadcopter* memiliki dua macam gerakan, yaitu gerak rotasi dan gerak translasi. Gerak rotasi merupakan gerakan yang terjadi pada poros *quadcopter* dimana terdiri dari gerak *roll*, *pitch*, dan *yaw*. Sedangkan gerak translasi merupakan gerakan yang dihasilkan akibat adanya gerak rotasi. Gerakan ini dibagi menjadi dua, yaitu gerak lateral dan gerak longitudinal. Gerak longitudinal meliputi tiga fase utama, yaitu *take-off* (tinggal landas), *hovering* (melayang), dan *landing* (pendaratan), sedangkan gerak lateral mencakup gerakan dari satu titik ke titik lain secara horisontal (*waypoint*) [2].

Gerakan lateral *quadcopter* dapat dilakukan apabila *quadcopter* dapat menjaga kestabilan saat melakukan *hover*, karena gerak ini terjadi akibat adanya perubahan sudut dari gerak rotasi *quadcopter*. Perubahan sudut *roll* akan mengakibatkan gerak translasi pada sumbu Y, sedangkan

perubahan sudut *pitch* akan mengakibatkan gerak translasi pada sumbu X. Sehingga untuk melakukan gerakan lateral *quadcopter*, harus dilakukan gerak rotasi terlebih dahulu.

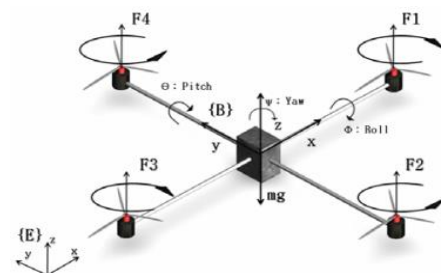
Disisi lain, *quadcopter* merupakan suatu sistem *non-linear* dan memiliki kestabilan yang rendah sehingga rentan terhadap gangguan. Untuk itu perlu suatu pengendalian yang dapat menjaga kestabilan *quadcopter* ketika melakukan gerak rotasi maupun ketika melakukan gerak translasi. Pada penelitian yang sudah ada, banyak digunakan metode kontrol konvensional PI, PID, *Linear Quadratic Control*, dan lain-lain [3]. Pada penelitian dengan menggunakan *Linear Quadratic Control*, hasil yang didapatkan cukup baik. Namun penentuan parameternya masih menggunakan metode *try and error* [3].

Pada penelitian ini akan digunakan metode *Linear Quadratic Regulator* (LQR) untuk pengendalian gerak rotasi *quadcopter*. Pada gerak lateral akan digunakan metode *Linear Quadratic Tracking* (LQT). Nilai *gain feedback* dan indeks performansi dari LQT bergantung pada kombinasi dari Q dan R. Untuk mendapatkan kombinasi Q dan R dapat digunakan metode *tuning manual* (*try and error*). Namun sering kali didapatkan hasil yang tidak optimal. Oleh karena itu pada penelitian ini digunakan metode Algoritma Genetika (GA) untuk menggantikan metode *tuning manual*.

## II. TEORI PENUNJANG

### A. *Quadcopter* [2].

*Quadcopter* yang digunakan sebagai robot terbang kecil memiliki model mekanik yang terdiri dari empat rotor yang dipasang pada sumbu *plus* (+) simetris. Bentuk ini diharapkan tipis dan kaku, sehingga diperoleh friksi udara yang kecil dan komponen yang bergerak pada *quadcopter* hanyalah putaran *propeller*. Setiap *propeller* pada *quadcopter* diputar oleh satu motor elektrik, sehingga terdapat empat motor sebagai aktuator untuk menghasilkan gaya angkat dari *quadcopter*.



**Gambar 1** Konfigurasi *Quadcopter* dengan Dua Motor Bergerak Searah Jarum Jam dan Dua Motor Bergerak Berlawanan Jarum Jam

Dengan batasan menggunakan karakteristik motor dan *propeller* yang relatif sama, maka kondisi melayang yang

stabil akan diperoleh kecepatan motor yang sama di tiap *propeller*. Konfigurasi *propeller* terdiri dari dua macam, yaitu dua *propeller* yang bergerak searah jarum jam dan dua *propeller* yang bergerak berlawanan arah jarum jam dimana setiap satu sumbu, *propeller* berputar dengan arah yang sama. Pada Gambar 1, sketsa dari struktur ditunjukkan bahwa terdapat empat input yang terdapat pada quadrotor, yaitu *roll*, *pitch*, *yaw* dan *thrust*.

### B. Linear Quadratic Regulator (LQR)[4]

LQR merupakan salah satu kontrol optimal dimana mempunyai maksud hasil paling baik yang dapat dicapai dengan memperhatikan kondisi dan kendala dari suatu sistem. Dalam sistem kontrol optimal, istilah optimal sering kali merujuk pada minimal, misalnya meminimalkan bahan bakar (*input*), waktu, dan kesalahan (*error*). Kontrol optimal secara umum digunakan untuk memilih input plant  $u$  dengan indeks performansi yang minimum.

Pada suatu sistem, indeks performansi dipilih sesuai dengan bagian yang akan dioptimalkan. Bentuk umum dari persamaan *state* sistem linear ditunjukkan oleh Persamaan (1).

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx\end{aligned}\quad (1)$$

Indeks performansi dari minimum energi (*cost function/quadratic function*) ditunjukkan oleh Persamaan (2).

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (x^T Q + u^T R u) dt \quad (2)$$

Persamaan regulator dapat diselesaikan dengan menyelesaikan persamaan aljabar *Riccati* sesuai dengan Persamaan (3)-(5).

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0 \quad (3)$$

$$-K = R^{-1}B^T P \quad (4)$$

$$u = -Kx \quad (5)$$

### C. Linear Quadratic Tracking [4]

LQT merupakan sistem pengaturan linear yang *output* sistem mengikuti referensi (*trajectory*) yang diinginkan. Suatu sistem mempunyai persamaan *state* (1) dan vektor kesalahan seperti Persamaan (6). Indeks performansi didefinisikan pada Persamaan (7).

$$e = z - y \quad (6)$$

$$J = \frac{1}{2} e'(t_f) F(t_f) e(t_f) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} [e' Q e + u' R u] dt \quad (7)$$

Setelah mendapatkan model matematika sistem dalam bentuk *state-space*, matriks penyelesaian persamaan *differential Riccati* dapat didapatkan dengan Persamaan (8) untuk *infinite-time case*.

$$0 = -PA - A'P + PBR^{-1}B'P + C'QC \quad (8)$$

Matriks  $Q$  dan  $R$  dapat diasumsikan sesuai dengan performansi yang diinginkan sistem. Setelah mendapatkan persamaan *Riccati*, persamaan diferensial vektor nonhomogen dapat dicari menggunakan Persamaan (9).

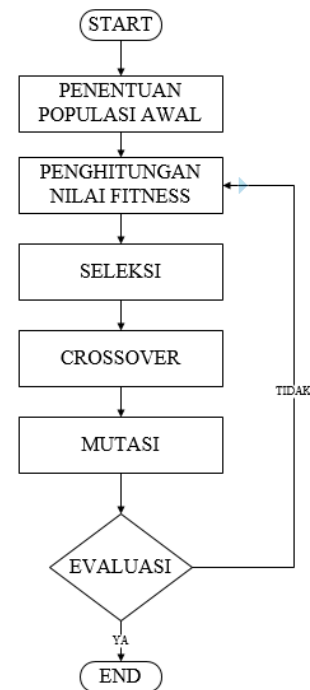
$$\dot{g} = -[A - BR^{-1}B'P]g - C'Qz \quad (9)$$

Setelah mendapatkan matriks  $P$  yang merupakan matriks definit positif yang simetris dan  $g$ , nilai *gain feedback*  $K$  dapat dicari dengan menggunakan Persamaan (10).

$$K = R^{-1}B'P \quad (10)$$

### D. Algoritma Genetika [5][6]

Pada bidang kontrol, GA dapat digunakan untuk meningkatkan performansi sistem. Salah satunya ialah pada metode *Linear Quadratic Tracking* (LQT). Tujuan dari metode LQT ialah untuk memperoleh aksi kontrol optimal yang meminimalisasi indeks performansi dan memerintahkan *plant* agar dapat melakukan *tracking* sesuai dengan model (*trajectory*) yang telah ditentukan. Untuk mendapatkan aksi kontrol yang optimal bergantung pada besarnya nilai  $Q$  dan  $R$ . Nilai  $Q$  dan  $R$  didapatkan dengan hasil *tuning manual* (*try and error*).



Gambar 2 Flowchart Proses GA

Metode *tuning try and error* sering kali didapatkan hasil kontrol yang tidak optimal. Untuk mendapatkan kombinasi nilai  $Q$  dan  $R$  digunakan metode *tuning* menggunakan GA. Setelah didapatkan nilai  $Q$  dan  $R$  yang optimal, maka akan didapatkan nilai *gain feedback* yang optimal sehingga didapatkan hasil desain yang optimal. *Flowchart* pada proses GA ditunjukkan pada Gambar 2.

## III. PEMODELAN DAN PERANCANGAN

**A. Model Matematika Quadcopter**

Persamaan model matematika *quadcopter* diperoleh dari analisis kinematika dan dinamika pada buku [2] [3] dinyatakan pada Persamaan (11)–(16)

$$\ddot{X} = (\sin \psi \sin \theta + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \quad (11)$$

$$\ddot{Y} = (-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \quad (12)$$

$$\ddot{Z} = -g + (\cos \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \quad (13)$$

$$\dot{p} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{XX}} qr - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \quad (14)$$

$$\dot{q} = \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} pr + \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p\Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \quad (15)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} pq + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \quad (16)$$

Sinyal kontrol (torsi) yang digunakan untuk melakukan gaya *thrust*, gerakan sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* didefinisikan sebagai penjumlahan kuadrat dari setiap motor. Hubungan dari setiap kecepatan motor untuk menghasilkan sinyal kontrol (torsi) terdapat pada dalam Persamaan (17)–(21).

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (17)$$

$$U_2 = lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \quad (18)$$

$$U_3 = lb(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \quad (19)$$

$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (20)$$

$$\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \quad (21)$$

Parameter hasil pengukuran terdapat pada Tabel 1.

**Tabel 1** Parameter *Quadcopter* Hasil Pengukuran

No	Parameter	Nilai	Satuan
1	Massa <i>quadcopter</i> ( <i>m</i> )	1,26	kg
2	Jari-jari <i>quadcopter</i> ( <i>l</i> )	0,206	Meter
3	Gravitasi ( <i>g</i> )	9,81	N/m <sup>2</sup>
4	Konstanta <i>Thrust</i>	1,6898 x 10 <sup>-5</sup>	N s <sup>2</sup>
5	Konstanta <i>Drag</i>	4,19 x 10 <sup>-6</sup>	Nms <sup>2</sup>

Pada Persamaan (14)–(16) terdapat variabel dari model matematika untuk gerak rotasi *quadcopter* yang belum diketahui. Pada penelitian ini digunakan identifikasi parametrik dengan data penerbangan *quadcopter*. Persamaan (14)–(16) dimodifikasi menjadi Persamaan (21)–(23).

$$\dot{p} = a_1 qr + b_1 q\Omega + c_1 U_2 \quad (21)$$

$$\dot{q} = a_2 pr + b_2 p\Omega + c_2 U_3 \quad (22)$$

$$\dot{r} = a_3 pq + b_3 U_4 \quad (23)$$

Dari data hasil penerbangan didapatkan model matematika *quadcopter* pada Persamaan (24)–(26).

$$\dot{p} = -0,5495qr - 0,0017q\Omega + 0,2052U_2 \quad (24)$$

$$\dot{q} = 0,16775pr - 0,0094p\Omega + 2,955U_3 \quad (25)$$

$$\dot{r} = -2,0257pq + 0,0594U_4 \quad (26)$$

**B. Perancangan Kontroler Gerak Rotasi**

Pada penelitian ini perancangan gerak rotasi menggunakan LQR. Langkah pertama ialah mendefinisikan hubungan linear antar variabel. Hubungan linear tersebut ditunjukkan pada Persamaan (27)–(29)

$$\dot{\phi} = p, \quad \ddot{\phi} = \dot{p} \quad (27)$$

$$\dot{\theta} = q, \quad \ddot{\theta} = \dot{q} \quad (28)$$

$$\dot{\psi} = r, \quad \ddot{\psi} = \dot{r} \quad (29)$$

Untuk membuat *state space* dari LQR pengendalian sudut *roll*, Persamaan (21) harus dimodifikasi pada Persamaan (30)–(35).

$$\ddot{\phi} = c_1 U_2 + a_1 qr + b_1 q\Omega \quad (30)$$

$$\ddot{\phi} = c_1 \left( U_2 + \frac{1}{c_1} (a_1 qr + b_1 q\Omega) \right) \quad (31)$$

$$U_2^* = U_2 + \frac{1}{c_1} (a_1 qr + b_1 q\Omega) \quad (32)$$

$$\ddot{\phi} = c_1 U_2^* \quad (33)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \ddot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ c_1 \end{bmatrix} U_2^* \quad (34)$$

$$Y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} \quad (35)$$

Sedangkan untuk sudut *pitch* Persamaan (22) harus dimodifikasi pada Persamaan (36)–(41).

$$\ddot{\theta} = c_2 U_3 + a_2 pr + b_2 p\Omega \quad (36)$$

$$\ddot{\theta} = c_2 \left( U_3 + \frac{1}{c_2} (a_2 pr + b_2 p\Omega) \right) \quad (37)$$

$$U_3^* = U_3 + \frac{1}{c_2} (a_2 pr + b_2 p\Omega) \quad (38)$$

$$\ddot{\theta} = c_2 U_3^* \quad (39)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ c_2 \end{bmatrix} U_3^* \quad (40)$$

$$Y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (41)$$

Untuk perancangan sudut *yaw* Persamaan (23) harus dimodifikasi pada Persamaan (42)–(47)

$$\ddot{\psi} = b_3 U_4 + a_3 pq \quad (42)$$

$$\ddot{\psi} = b_3 \left( U_4 + \frac{1}{b_3} (a_3 pq) \right) \quad (43)$$

$$U_4^* = U_4 + \frac{1}{b_3} (a_3 pq) \quad (44)$$

$$\ddot{\psi} = b_3 U_4^* \quad (45)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ b_3 \end{bmatrix} U_4^* \quad (46)$$

$$Y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (47)$$

Untuk mendapatkan *gain feedback* dari LQR digunakan *tuning manual (try and error)* pada Tabel 2.

**Tabel 2** Nilai Q dan R LQR Pengendalian Gerak Rotasi

No	Parameter	Nilai	K
	Q Roll	$\begin{bmatrix} 1000 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	$[10^4 \quad 0.044]$
	R Roll	0.00001	
2	Q Pitch	$\begin{bmatrix} 1000 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$	$[100 \quad 10.3764]$
	R Pitch	0.1	
3	Q Yaw	$\begin{bmatrix} 1000 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$	$[3.162 \times 10^3 \quad 0.3827]$
	R Yaw	0.00001	

### C. Perancangan Kontroler Gerak Translasi

Gerak translasi merupakan gerakan yang diakibatkan karena adanya gerak rotasi. Sehingga pada gerak translasi sumbu X dan sumbu Y, digunakan metode kontrol *cascade* dimana sinyal kontrol dari kontroler translasi menjadi *set point* (referensi) untuk kontroler rotasi. Untuk pengendalian sumbu Z, tidak memerlukan gerak rotasi karena tidak bergantung pada perubahan sudut *quadcopter*.

Perancangan gerak translasi *quadcopter* digunakan pendekatan bahwa *quadcopter* bersifat rigid untuk sudut yaw sehingga besarnya perubahan sudut yaw bernilai sangat kecil (mendekati nol). Oleh karena itu model matematika gerak translasi sumbu X pada Persamaan (11) akan menjadi Persamaan (48).

$$\ddot{X} = (\sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \quad (48)$$

Untuk menghilangkan efek nonlinear dari model, digunakan modifikasi pada Persamaan (49)-(52).

$$U_x^* = (\sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \quad (49)$$

$$\ddot{X} = U_x^* \quad (50)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \ddot{X} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ \dot{X} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} U_x^* \quad (51)$$

$$Y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ \dot{X} \end{bmatrix} \quad (52)$$

Sinyal kontrol LQT merupakan  $\theta_{ref}$  maka dilakukan konversi sinyal kontrol  $U_x^*$  menjadi  $\theta$  pada Persamaan (53)-(54).

$$\sin \theta = \frac{m U_x^*}{U_1 \cos \phi} \quad (53)$$

$$\theta = \arcsin \left( \frac{m U_x^*}{U_1 \cos \phi} \right) \quad (54)$$

Pada pengendalian gerak translasi sumbu Y sama seperti sumbu X, dimana Persamaan (12) akan menjadi Persamaan (55)

$$\ddot{Y} = (-\sin \phi) \frac{U_1}{m} \quad (55)$$

Untuk menghilangkan efek nonlinear dari model, digunakan modifikasi pada Persamaan (56)-(59).

$$U_y^* = (-\sin \phi) \frac{U_1}{1.26} \quad (56)$$

$$\ddot{Y} = U_y^* \quad (57)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{Y} \\ \ddot{Y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y \\ \dot{Y} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} U_y^* \quad (58)$$

$$Y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y \\ \dot{Y} \end{bmatrix} \quad (59)$$

Sinyal kontrol LQT merupakan  $\phi_{ref}$  maka dilakukan konversi sinyal kontrol  $U_y^*$  menjadi  $\phi$  pada Persamaan (60)-(61).

$$\sin \phi = \frac{(-1.26) U_y^*}{U_1} \quad (60)$$

$$\phi = \arcsin \left( \frac{(-1.26) U_y^*}{U_1} \right) \quad (61)$$

Pada perancangan gerak sumbu Z, Persamaan (13) harus dimodifikasi pada Persamaan (62)-(66)

$$\ddot{Z} = -g + (\cos \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \quad (62)$$

$$U_1^* = -g + (\cos \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \quad (63)$$

$$\ddot{Z} = U_1^* \quad (64)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{Z} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z \\ \dot{Z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} U_1^* \quad (65)$$

$$Y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z \\ \dot{Z} \end{bmatrix} \quad (66)$$

Pada penelitian ini, pengendalian gerak translasi dengan *tuning GA* dibatasi hanya pada oengendalian gerak translasi sumbu X dan sumbu Y. Untuk sumbu Z digunakan metode *tuning try and error* pada Tabel 3

**Tabel 3** Nilai Q dan R LQT Pengendalian *Quadcopter* pada Sumbu Z

No	Parameter	Nilai
1	Qz	1000
2	Rz	0.0001

### D. Perancangan Algoritma Genetika (GA)

Perancangan GA didefinisikan individu Q dan R pada sebuah populasi seperti pada Gambar 3. Nilai *fitness* yang digunakan ditunjukkan pada Persamaan (66).

Qx	Qy	Rx	Ry
----	----	----	----

Gambar 3 Perancangan Individu GA

$$f = \frac{1}{IPx*0.2 + RMSEx*0.3 + IPy*0.2 + RMSEy*0.3} \quad (66)$$

Seleksi pada individu digunakan untuk memilih kromosom yang memiliki nilai *fitness* tinggi. Seleksi yang digunakan terdiri dari 2 macam, yaitu *truncking* dan mesin *roulette*. Seleksi *truncking* digunakan untuk memilih individu yang memiliki nilai *fitness* tinggi. Banyaknya individu yang hilang bergantung pada besarnya rasio dari seleksi (*selection rate*). Individu yang tersisa selanjutnya diseleksi secara acak dengan menggunakan mesin *roulette*.

*Crossover* dilakukan pada semua individu. Metode yang digunakan ialah dengan membangkitkan nilai *random integer* yang merepresentasikan nilai *cut poin* untuk menghasilkan individu baru.

Banyaknya gen yang mengalami mutasi bergantung pada rasio mutasi. Untuk memilih posisi gen yang mengalami mutasi, dibangkitkan nilai *random* dari banyaknya gen yang mengalami mutasi.

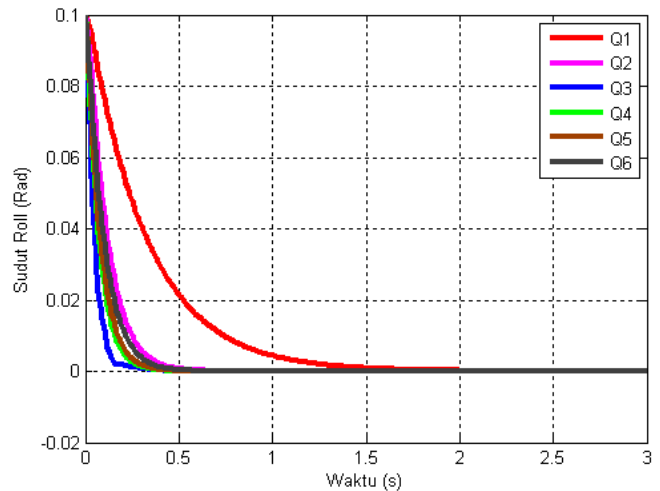
#### IV. PENGUJIAN DAN ANALISIS

##### A. Simulasi Pengujian LQR dengan Nilai Q dan R Berbeda

Hasil dari pengujian sudut *roll* dan *pitch* ditunjukkan pada Gambar 4 dan 5. Sedangkan karakteristik respon tersebut ditunjukkan pada Tabel 4 dan 5.

Tabel 4 Karakteristik Respon Variasi Nilai Q pada LQR Pengendalian Sudut Roll

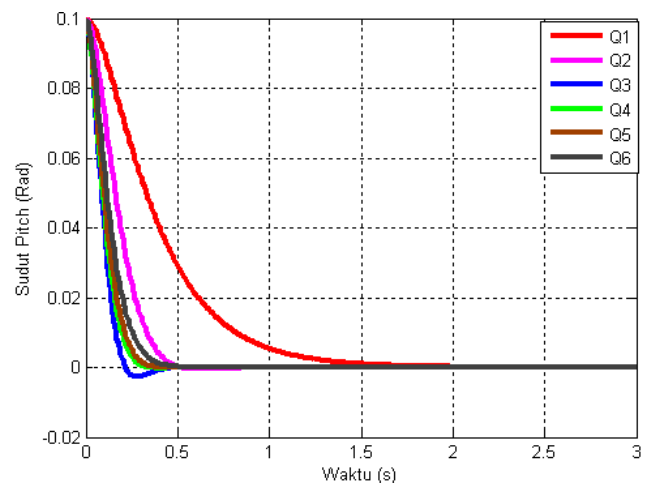
Q	K	$\tau$	$t_s$	$t_r$
$\begin{bmatrix} 10 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	[1000 331,281]	0,332	0,996	0,978
$\begin{bmatrix} 100 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	[3,162 x 10 <sup>3</sup> 0,362]	0,110	0,331	0,325
$\begin{bmatrix} 1000 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	[10 <sup>4</sup> 0,044]	0,048	0,146	0,143
$\begin{bmatrix} 1000 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$	[10 <sup>4</sup> 0,071]	0,073	0,219	0,214
$\begin{bmatrix} 800 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$	[9,94 x 10 <sup>3</sup> 0,698]	0,080	0,241	0,237
$\begin{bmatrix} 500 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$	[7,07 x 10 <sup>3</sup> 0,685]	0,099	0,2982	0,2927



Gambar 4 Respon Variasi Nilai Q pada Pengendalian LQR Sudut Roll

Tabel 5 Karakteristik Respon Variasi Nilai Q pada LQR Pengendalian Sudut Pitch

Q	K	$\tau$	$t_s$	$t_r$
$\begin{bmatrix} 10 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	[10 4,095]	0.428	1.284	1.26
$\begin{bmatrix} 100 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	[31,623 5,604]	0.2006	0.602	0.591
$\begin{bmatrix} 1000 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$	[100 8,813]	0.1055	0.3165	0.311
$\begin{bmatrix} 1000 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$	[100 10,3764]	0.1157	0.3471	0.341
$\begin{bmatrix} 800 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$	[89,443 10,026]	0,124	0,372	0,365
$\begin{bmatrix} 500 & 0 \\ 0 & 4 \end{bmatrix}$	[70,711 9,373]	0,1442	0,4326	0,425



Gambar 5 Respon Variasi Nilai Q pada Pengendalian LQR Sudut Pitch

Dari hasil tersebut dapat diketahui bahwa semakin besar nilai Q, maka akan memperbesar nilai *gain feedback*, sehingga respon akan semakin cepat mencapai keadaan tunak. Untuk LQR sudut *roll* dipilih parameter 3 karena lebih cepat menuju keadaan tunak. Sedangkan untuk LQR sudut *pitch* dipilih parameter 4 dikarenakan pada parameter 3 terdapat *overshoot* sebesar 0,25 %. Respon gerak rotasi harus memiliki *time constant* yang lebih cepat karena merupakan *inner loop* dari pengendalian gerak translasi *quadcopter*.



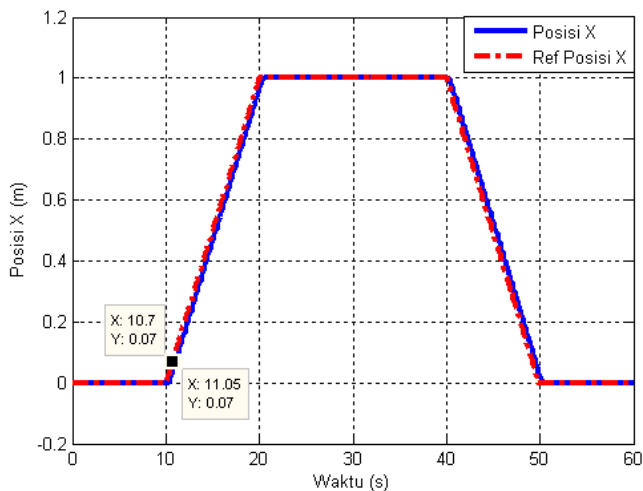
## B. Simulasi Pengujian Algoritma Genetika (GA)

Pengujian GA dilakukan dengan variasi parameter, diantaranya ialah jumlah populasi (P), jumlah generasi (G), rasio seleksi (RS), rasio *crossover* (RC), dan rasio mutasi (RM). Pada pengujian GA digunakan *signal builder* yang merepresentasikan lintasan segitiga. Hasil dari *tuning* GA ditunjukkan pada Tabel 6

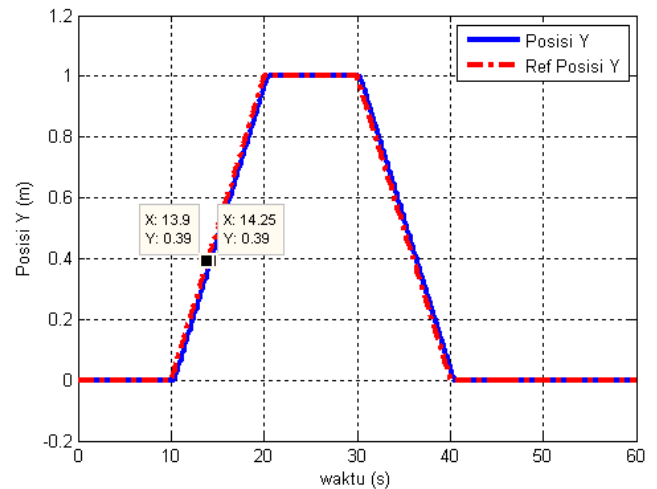
**Tabel 6** Data Perbandingan Hasil *Tuning* LQT menggunakan GA

Parameter	GA-1	GA-2	GA-3	GA-4	GA-5
Populasi	100	100	100	100	100
Generasi	100	300	300	300	300
R.Seleksi	0,5	0,7	0,3	0,2	0,1
R.Crossover	0,5	0,7	0,3	0,2	0,1
R.Mutasi	0,5	0,7	0,3	0,2	0,1
Qx	714,773	714,773	711,091	701,128	700,188
Qy	756,902	756,902	703,281	700,547	700,631
Rx	0,1026	0,1470	0,1504	0,1575	0,1568
Ry	0,1402	0,1275	0,1584	0,1572	0,1579
RMSEx	1,78 %	1,95 %	1,99 %	1,99 %	1,99 %
RMSEy	1,89 %	1,85 %	1,99 %	1,99 %	1,99 %
IPx	68,7717	82,2829	83,0022	84,3374	84,0934
IPy	82,0097	78,2114	84,0136	83,5321	83,5227

Respon gerak translasi pada sumbu X ditunjukkan pada Gambar 6 dan Sumbu Y ditunjukkan pada Gambar 7. Kedua respon tersebut memiliki *time lagging* sebesar 0,35 detik dan RMSE sebesar 1,99 %.



**Gambar 6** Respon Simulasi LQT Pergerakan *Quadcopter* pada Sumbu X dengan Menggunakan Parameter GA-5

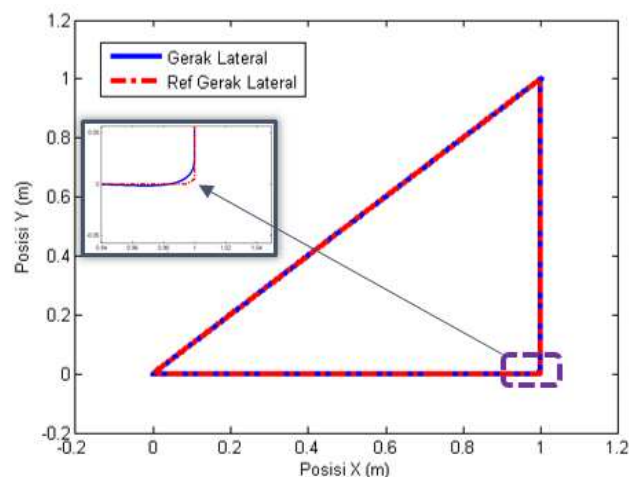


**Gambar 7** Respon Simulasi LQT Pergerakan *Quadcopter* pada Sumbu Y dengan Menggunakan Parameter GA-5

## C. Simulasi Pengujian LQT pada Gerak Lateral

Gerak lateral atau gerak translasi terdiri dari dua macam yaitu gerak translasi sumbu X dan gerak translasi sumbu Y. Gerak translasi dapat dilaksanakan jika *quadcopter* dapat menjaga kestabilan di udara dan selanjutnya bergerak rotasi. Pengujian dilakukan dengan mensimulasikan sistem yang telah dirancang dengan menggunakan *signal builder*. Hal tersebut dikarenakan untuk *men-tracking* suatu *trajectory*, *quadcopter* memerlukan proses untuk menuju *trajectory* tersebut. Pada *signal builder* dapat dibuat sinyal sesuai dengan keinginan. Sinyal yang dirancang berbentuk *signal ramp*.

Lintasan segitiga dipilih karena memiliki sisi miring, di mana untuk melewati sisi miring tersebut, *quadcopter* harus melakukan perubahan sudut kurang dari  $90^\circ$ . Jika pergerakan sudut tersebut tidak seimbang, maka akan menyebabkan *quadcopter* bergerak pada satu sumbu dan dapat menyebabkan *quadcopter* jatuh. Respon gerak lateral *quadcopter* pada lintasan segitiga terdapat pada Gambar 8.



**Gambar 8** Respon Simulasi LQT untuk Pengendalian Gerak Lateral *Quadcopter* pada Lintasan Berbentuk Segitiga tanpa Noise

## V. KESIMPULAN

Metode *tuning* GA dapat menggantikan *tuning* manual (*try and error*). Dengan parameter tersebut, *quadcopter* mampu mengikuti *trajectory* berbentuk segitiga. Hasil *tuning* GA yang digunakan pada LQT memiliki nilai Qx 700,1884, Qy 700,6315, Rx 0,1568, dan Ry 0,1579. Respon LQT

tersebut memiliki RMSE pada sumbu X dan Y sebesar 1,99% serta memiliki *time lagging* 0,35 detik.

### DAFTAR PUSTAKA

- [1]. Haider A. F. Almurib, Premeela T. Nathan, and Nandha Kumar, "Control and Path Planning of Quadrotor Aerial Vehicles for Search and Rescue", *SICA Annual Conference*, 2011
- [2]. Tommaso Bresciani, "Modelling, Identification and Control of a Quadcopter Helicopter", *thesis*, Department of Automatic Control Lund University, October 2008.
- [3]. Argentin, L.M dkk, "PID, LQR, and LQR-PID on a Quadcopter Platform", *IEEE Transaction on Aerospace and Electrical Systems*, 2013
- [4]. Naidu, Subbaram D, "Optimal Control Systems", CRC Press Idaho, Ch.3-4, 2002
- [5]. M. Ashari and M. Purnomo, "Linear Quadratic Regulator Design For Modular Matrix Converter Using Genetic Algorithm," *IEEE Control Systems Magazines*, pp. 175-179, 2011
- [6]. Vishal, Ohri Jyoti, "GA Tuned LQR and PID Controller for Aircraft Pitch Control," *IEEE 6th India International Conference on Power Electronics (IICPE)*, 2014